

# بررسی و مقایسه میکروپیشران‌های مبتنی بر فناوری میکروالکترومکانیکی در ماهواره‌های کوچک

در این مقاله، سامانه‌های میکروپیشران مبتنی بر فناوری میکروالکترومکانیکی (MEMS) که به منظور استفاده در ماهواره‌های کوچک طراحی شده‌اند، بررسی و مقایسه می‌شوند. میکروپیشران‌های مبتنی بر این فناوری نسبت به سیستم‌های پیشران متداول، دارای مزایای متعددی از جمله، اندازه کوچک، تجمع بالا، تولید انبوه، مصرف توان ناچیز و قیمت پایین می‌باشند. به علاوه، میکروپیشران‌های MEMS می‌توانند نیروهای رانش بسیار دقیق، کوچک و تکرارپذیر مورد نیاز برای کنترل وضعیت میکرو و نانوماهواره‌ها را فراهم کنند. این سیستم‌ها شامل میکروپیشران‌های سرد، سوخت مایع، سوخت جامد دیجیتال، جت مقاومتی و الکترواسپری می‌باشند. در مقایسه عملکرد این سیستم‌های میکروپیشران مشاهده گردید که میکروپیشران سوخت جامد و مایع نسبت به سایر سیستم‌ها، بالاترین نیروی رانش را دارند. همچنین بالاترین تکانه ویژه در میکروپیشران‌های الکترواسپری و کمترین تکانه ویژه در میکروپیشران‌های گاز سرد و جت مقاومتی دیده می‌شود. با این حال، سطح بلوغ فناوری در این سامانه‌ها متفاوت است و در طراحی‌های انجام شده با استفاده از فناوری MEMS چالش‌هایی وجود دارد که هنوز به تحقیقات بیشتر نیاز می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: میکروپیشران، سیستم‌های میکروالکترومکانیکی، کوچک‌سازی، ماهواره مکتبی

## Investigation and Comparison of MEMS-based Micro-propulsions for Small Satellites

*In this paper, MEMS-based micro-propulsions designed for small satellites are investigated and compared. Micro-propulsions based on this technology have many advantages over conventional systems, including small size, high integration, mass production, low power consumption and minimum cost. In addition, MEMS thrusters can produce very accurate, small, and repeatable thrusts required for controlling micro/nano satellites. These systems include cold gas, liquid propellant, digital solid propellant, resistojet, and electro-spray micro thrusters. Solid and liquid propellant systems have the highest thrust among others. At the same time, electro-spray microthrusters have the highest specific impulse, while cold gas and resistojet systems have the least. Finally, the technology readiness levels are different in these systems and there are some design challenges in using MEMS technology that still require further research.*

**Keywords:** Micropropulsion, Microelectromechanical systems, Miniaturization, Cube sat.

فرخنده سلیمی‌نژاد<sup>۱\*</sup>، کارشناس ارشد، پژوهشکده مواد و انرژی، پژوهشگاه فضایی ایران  
حامد شیخ بهائی<sup>۲</sup>، کارشناس ارشد، پژوهشکده مواد و انرژی، پژوهشگاه فضایی ایران  
سعید حاجی‌علی‌گل<sup>۳</sup>، دکتری، پژوهشکده مواد و انرژی، پژوهشگاه فضایی ایران

سید علیرضا قرشی<sup>۴</sup>، کارشناس ارشد، پژوهشکده مواد و انرژی، پژوهشگاه فضایی ایران

\*نویسنده مخاطب، آدرس: اصفهان، کدپستی: ۸۱۸۹۱۱۱۵۶

f.saliminezhad@isrc.ac.ir

F. Saliminezhad<sup>1\*</sup>, M.Sc., Materials and Energy Research Institute, Iranian Space Research Center

H. Sheikhabaee<sup>2</sup>, M.Sc., Materials and Energy Research Institute, Iranian Space Research Center

S. Hajjaligol<sup>3</sup>, Ph.D., Materials and Energy Research Institute, Iranian Space Research Center

S.A.Reza Ghorashi<sup>4</sup>, M.Sc., Materials and Energy Research Institute, Iranian Space Research Center

\*Corresponding Author, Postal Code: 818911156, Esfahan, IRAN

f.saliminezhad@isrc.ac.ir

## مقدمه

سیستم میکروپیشران، یکی از حوزه‌های مهم تحقیقاتی در کوچک‌سازی ماهواره‌ها است. استفاده از فناوری میکروالکترومکانیکی<sup>۱</sup> در سیستم‌های پیشران باعث شده که توان بالقوه‌ای در فناوری فضایی به نمایش گذاشته شود. میکروپیشران مبتنی بر فناوری MEMS اولین بار توسط میتراور<sup>۲</sup> در سال ۱۹۹۱ با هدف طراحی سیستمی با جرم و اندازه کوچک‌تر پیشنهاد شد. اگرچه این پروژه ناموفق بود ولی نقطه شروع تحقیقات در این زمینه شد. امروزه سیستم‌های میکروپیشرانشی طراحی شده‌اند که مبتنی بر فناوری MEMS هستند. به طور معمول، زیرسیستم پیشران ۱۰ درصد از کل جرم ماهواره را تشکیل می‌دهد و این تحقیقات ارتباط مستقیم با جرم محموله، توان و حجم مورد نیاز دارد. در عین حال، کاهش جرم، توان و حجم مورد نیاز تأثیر قابل توجهی در هزینه مأموریت دارد. در این فناوری، امکان طراحی و ساخت نمونه‌هایی با وزن و حجم کوچک فراهم می‌شود. در میکرو و نانو ماهواره‌ها به ویژه ماهواره‌های مکعبی که نیاز به اجزای بسیار کوچک و سبک است، این فناوری بسیار اهمیت دارد [۱].

برای حفظ موقعیت، پایداری و هدایت میکرو و نانو ماهواره‌ها نیاز به نیروهای رانش بسیار دقیق و کوچکی است. سیستم‌های پیشران متداول برای ایجاد چنین تکانه‌های دقیق و کوچکی مناسب نیستند. بنابراین، سیستم‌های پیشران با نیروی رانش پایین و دقت بالا نیاز می‌باشد. توسعه فناوری نانو و میکرو الکترونیک‌ها و فناوری میکروالکترومکانیکی پشتوانه فنی لازم برای تحقیق در سیستم میکروپیشران را فراهم می‌کند. از مزیت‌های استفاده از فناوری MEMS در ساخت سیستم‌های پیشران، قابلیت جمع‌بندی بالا، اندازه کوچک، کیفیت بالا و قیمت پایین می‌باشد. فناوری MEMS نه تنها می‌تواند حجم و جرم اجزاء را کاهش دهد، بلکه می‌تواند تکرارپذیری را نیز افزایش دهد [۲].

میکروپیشران‌های مبتنی بر فناوری میکروالکترومکانیکی براساس ساختار و نحوه ایجاد نیروی رانش، به دو دسته شیمیایی و الکتریکی تقسیم‌بندی می‌شوند. در میکروپیشران‌های شیمیایی، نیروی رانش از طریق یک واکنش شیمیایی و یا تغییر فاز یک ماده شیمیایی حاصل می‌شود. درحالی‌که، در میکروپیشران‌های الکتریکی این نیرو با صرف توان الکتریکی و شتاب دادن ذرات ایجاد می‌شود. از انواع میکروپیشران‌های شیمیایی مبتنی بر فناوری میکروالکترومکانیکی می‌توان به میکروپیشران‌های گاز سرد، سوخت مایع و جامد و از انواع میکروپیشران‌های الکتریکی مبتنی بر این فناوری می‌توان به میکروپیشران‌های جت مقاومتی و الکترواسپری اشاره کرد [۳].

هدف در این مقاله، بررسی سیستم‌های میکروپیشرانشی است که با فناوری MEMS طراحی و ساخته می‌شوند. از این‌رو، ابتدا هر سیستم به طور جداگانه معرفی و مشخصه‌های هر سیستم ارزیابی می‌شود. در ادامه، فاکتورهای عملکردی سیستم‌های مختلف با هم مقایسه می‌شوند. این تحقیق، می‌تواند زمینه‌ای برای توسعه فعالیت‌های کاربردی و اجرایی در ساخت و توسعه میکروپیشران‌های مبتنی بر فناوری MEMS برای میکرو و نانو ماهواره‌ها باشد.

## میکروپیشران‌های گاز سرد

میکروپیشران‌های گاز سرد ساده‌ترین سیستم از نوع پیشران‌های شیمیایی و با داشتن سطح بلوغ فناوری<sup>۳</sup> ۹، یکی از توسعه‌یافته‌ترین فناوری‌ها برای فضاپیماهاست. اصول کار آن مبتنی بر فرآیند تخلیه کنترل‌شده مایع تحت فشار یا سوخت‌های گازی برای تولید نیروی رانش می‌باشد. به دلیل عدم وجود فرآیند احتراق نیازی به ماده اکسیدکننده ندارد. از این‌رو، این سیستم می‌تواند با حداقل پیچیدگی طراحی شود. سوخت‌های نیتروژن، هلیوم، متان، آرگون، بوتان در سیستم پیشران‌های گاز سرد بیشتر مورد توجه قرار گرفته است که به علت جرم مولکولی پایین و بی اثر بودن آن‌هاست. اولین فرصت پرواز برای سیستم میکروپیشران‌های MEMS که توسط شرکت نانوفضا<sup>۴</sup> طراحی شد، در برنامه مأموریتی پریسما<sup>۵</sup> در سال ۲۰۱۰ بود. سیستم‌های میکروپیشران‌های گاز سرد متداول در محدوده میلی نیوتن عمل می‌کنند. نمایی از یک سیستم میکروپیشران‌های گاز سرد در شکل ۱ نشان داده شده است. اجزای اصلی این سیستم شامل، مخزن سوخت فشار بالا، دو پوسته محافظ برای هر نازل MEMS جمع‌شده، یک تنظیم‌کننده فشار، یک سوپاپ جداسازی MEMS با صافی جمع‌شده، میکروچسبگر فشار MEMS، سوپاپی برای پر و خالی کردن فشار و یک شیر جبران فشار MEMS است [۴].



شکل ۱- شمایی از سیستم میکروپیشران‌های گاز سرد MEMS [۴]

3. Technology Readiness Level (TRL)  
4. NanoSpace  
5. PRISMA

1. Microelectromechanical Systems (MEMS)  
2. Mitterauer

کوچک استفاده از مخزن‌های تحت فشار بالا مشکل است. نازل و سوپاپ MEMS از مهمترین بخش‌های این سیستم هستند. طراحی نازل باید به صورتی باشد که بتواند بیشترین نیروی رانش را ایجاد کند. سیستم‌های پیشران‌های گاز سرد در مأموریت‌های ماهواره‌های مکعبی همچون، CanX-4، CanX-5، POPSAT-HIPI، TW-1 و CPOD و ماهواره بزرگ‌تر Giove-A آزمایش شده‌اند [۴، ۶، ۷].

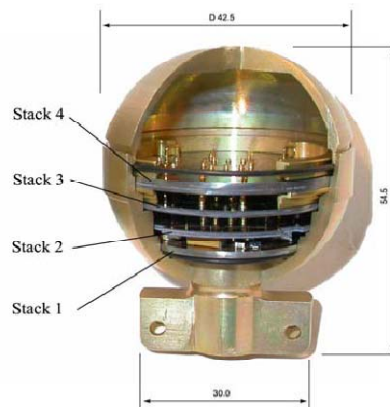
### میکروپیشران‌های سوخت مایع

در سیستم میکروپیشران‌های سوخت مایع<sup>۱۳</sup> مبتنی بر فناوری MEMS، از یک کاتالیزور برای اشتعال سوخت مایع استفاده می‌شود. سوخت در اثر کاتالیز شدن به گازهای گرم تجزیه می‌شود. این گازها از میان یک نازل شتاب گرفته تا نیروی رانش تولید شود. سوخت‌های مصرفی در این سیستم‌ها، هیدرازین و اکسید نیتروژن و کاتالیزورهای مورد استفاده شامل پرمنگنات‌های مایع، دی‌اکسید منگنز جامد، پلاتین و اکسید آهن هستند. قسمت‌های مختلف این سیستم شامل بخش ورودی، محفظه کاتالیزور و نازل است [۸].

سیستم‌های پیشران‌های مایع، مشابه سیستم‌های پیشران‌های گاز سرد، با مسائل مربوط به مخزن ذخیره‌سازی سوخت و فشار مؤثر سوخت مواجه می‌باشند. یکی از چالش‌هایی که میکروپیشران‌های مایع با آن مواجه می‌شوند آن است که با کوچک شدن اندازه، میزان بخارهای سوخت کاهش می‌یابد. این مسئله باعث اتلاف راندمان احتراق و دمای درون محفظه‌ها و نازل می‌شود. چالش دیگری که در کوچک‌سازی این سیستم وجود دارد مربوط به طراحی دقیق قطره‌های نازل و مسائل مربوط به کنترل نسبت مخلوط گاز و اکسیدان است که می‌تواند منجر به احتراق ناقص سوخت درون محفظه رانش شود. در این شرایط سوخت بدون این که واکنشی دهد از نازل خارج و بر سطوح ماهواره رسوب می‌کند و باعث آلودگی می‌شود [۲].

میاکاو<sup>۱۴</sup> و همکارانش نمونه‌ای از میکروپیشران‌های سوخت مایع مبتنی بر فناوری MEMS طراحی نمودند که با میکروحسگرهای دما و میکروگرم‌کن‌ها<sup>۱۵</sup> یکپارچه شده‌اند. در این طرح از فرآیند اچینگ یون و اکشن‌پذیر عمیق برای ایجاد مسیرهای موئینه‌ای تزریق، محفظه احتراق و نازل همگرا-واگرا و از فیلم‌های نازک پلاتین (Pt) جهت ساخت میکروآشکارسازهای دمای مقاوم<sup>۱۶</sup> و میکروگرم‌کن‌ها استفاده شده است. قابل ذکر است که میکروپیشران‌های مایع MEMS

سیستم نشان داده شده در شکل ۱، شامل چهار عدد نازل گاز سرد می‌باشد که در یک صفحه و با زاویه ۹۰ درجه نسبت به یکدیگر قرار گرفته‌اند. هر کدام از نازل‌ها، شامل فیلترهای الکتریکی و مکانیکی، حسگرهای فشار و دما، کنترل الکترونیکی و مجاری انتقال سوخت می‌باشد. این سیستم یک جرم و حجم کاهش‌یافته قابل توجهی را در مقایسه با چهار رانشگر گاز سرد در ابعاد متداول ارائه می‌دهد. اجزای MEMS در این نوع از میکرورانشگرها، از طریق فرایند فوتولیتوگرافی<sup>۶</sup>، اچینگ یون و اکشن‌پذیر عمیق<sup>۷</sup> با هندسه‌های تعریف شده و اتصال ذوبی نفوذی<sup>۸</sup> و یفرهای سیلیکونی ساخته می‌شوند. فرآیندهای بعدی شامل: فلزپوشانی<sup>۹</sup>، پرکردن<sup>۱۰</sup> و آب‌بندی<sup>۱۱</sup> می‌باشد [۴]. نمونه دیگری از میکروپیشران‌های گاز سرد در شکل ۲ نشان داده شده است که در میکروماهواره هدف<sup>۱۲</sup> مورد استفاده قرار گرفته است. این سیستم از چهار تیغه و یفر سیلیکونی تشکیل شده است. این میکروپیشران‌ها با نصب بر روی بدنه ماهواره، امکان حرکت و تغییر جهت در تمام جهات را برای ماهواره فراهم می‌کند [۵].



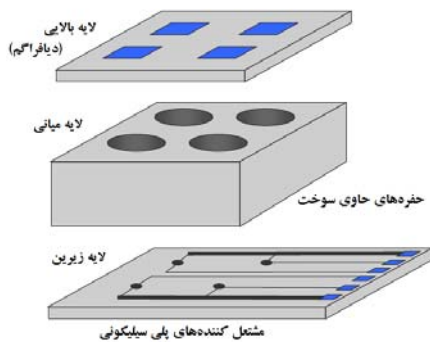
شکل ۲- تصویر میکروپیشران‌های گاز سرد مورد استفاده در میکروماهواره هدف [۵]

سیستم‌های پیشران‌های گاز سرد MEMS می‌توانند پالس‌های بسیار کوچک و تکرارپذیر ایجاد کنند. از این‌رو، گزینه مناسبی برای کنترل وضعیت و برنامه‌های حفظ موقعیت در ماهواره‌ها هستند. کوچک‌سازی پرتابگر گاز سرد، چالش‌های مهمی را در حفظ کارایی آن ایجاد می‌کند. یکی از اشکالات این سیستم، تکانه ویژه بسیار پایین آن است که باعث راندمان سوخت کم می‌شود. این سیستم برای مأموریت‌هایی که تکانه کل نسبتاً پایینی نیاز دارند، مناسب می‌باشد. اشکال دیگر سیستم آن است که به سوخت تحت فشار نیاز دارد و در ماهواره‌های بسیار

6. Photolithography
7. Deep Reactive Ion Etching (DRIE)
8. Fusion Bonding
9. Metalization
10. Filling
11. Sealing
12. TARGET

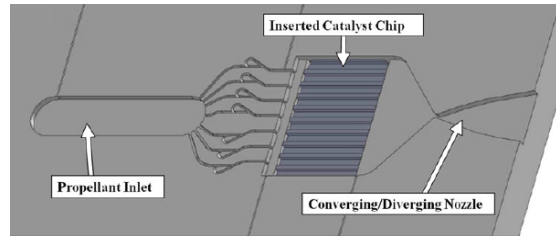
13. Liquid Propellant Micropropulsion  
14. Miyakawa  
15. Microheaters  
16. Resistance Temperature Detectors (RTD)

کوچک مناسب است. سیستم پیشراننده دیجیتال، از یک فضای آببند شده با یک دیافراگم نازک تشکیل شده که با سوخت یا یک ماده بی اثر به شکل گاز، مایع یا جامد پر می شود. زمانی که سوخت مشتعل می شود، فشار داخل محفظه به اندازه‌ای افزایش می یابد که منجر به پاره شدن دیافراگم و آزاد شدن سوخت می شود. بزرگی تکانه‌ای که ایجاد می شود بستگی به میزان و نوع سوخت ذخیره شده در محفظه دارد. سوخت مورد استفاده متنوع بوده و مواردی همچون پرکلرات آمونیوم به همراه آلومینیوم<sup>۲۰</sup> و نترات هیدروکسیل آمونیوم<sup>۲۱</sup> را شامل می شود. در این سیستم می توان با تغییر سوخت یا تعداد و اندازه محفظه، پالس را تنظیم کرد. این ویژگی باعث افزایش جذابیت این سیستم پیشراننده شده است. با استفاده از فناوری MEMS امکان ایجاد تعداد زیادی محفظه در یک سطح کوچک با جرم پایین فراهم می شود. پیشراننده دیجیتال از لحاظ ساختاری دارای سه لایه ساندویچی است. لایه بالایی شامل مجموعه‌ای از دیافراگم‌های نازک از جنس نیتريد سیلیکون است. لایه میانی از جنس شیشه حساس به نور ساخته می شود که در آن حفره‌هایی برای بارگذاری سوخت تعبیه شده است. لایه زیرین، آرایه‌ای از میکرو مقاومت‌های پلی سیلیکونی است که برای حرارت دادن سوخت و احتراق آن استفاده می شود [۱۲، ۱۳]. هنگامی که جریان از میکرو مقاومت‌ها عبور می کند، گرما تولید شده و سوخت مشتعل می شود. احتراق باعث می شود فشار داخل محفظه تا پاره شدن دیافراگم افزایش یابد و گاز برای ایجاد یک پالس تکی آزاد شود. در اثر اختلاف فشار بین محفظه و خلأ محیط نیروی رانشی در حد ۱۰ mN تولید می شود. در این سیستم هیچ ساز و کار تغذیه یا بخش متحرک وجود ندارد. اشکال این سیستم مربوط به انتقال حرارت برای اشتعال نقطه‌های سوخت می شود، به طوری که بتواند احتراق سوخت را با راندمان و اطمینان بیشتری انجام دهد. شکل ۵ شمایی از این ساختار را نشان می دهد [۱۴].



شکل ۵- ساختار میکروپیشراننده دیجیتال [۱۴]

هنوز در سطح پژوهشی بوده (سطح بلوغ فناوری ۳) و تاکنون بر روی هیچ ماهواره‌ای به صورت عملیاتی مورد استفاده قرار نگرفته است. در شکل ۳ ساختار سه بعدی از این میکروپیشراننده نشان داده است [۹].



شکل ۳- شمایی از سیستم میکروپیشراننده سوخت مایع [۹]

### میکروپیشراننده سوخت جامد

میکروپیشراننده‌های سوخت جامد<sup>۱۷</sup>، از یک محفظه سوخت، یک محترق کننده و یک نازل، برای شتاب دادن گازها پس از احتراق تشکیل می شوند. این سیستم پیشراننده جزء فشرده ترین میکروپیشراننده‌ها است، زیرا نیازی به سیستم تغذیه یا مخزن تحت فشار ندارد. از معایب این سیستم عدم کنترل سرعت احتراق سوخت است. برای بهبود تنظیم سرعت احتراق، فناوری میکروپیشراننده سوخت جامد دیجیتال<sup>۱۸</sup> ارائه شده است. این سیستم در سال ۲۰۱۴ به عنوان بخشی از سیستم کنترل وضعیت فضاپیما سبک وزن اسپینسات<sup>۱۹</sup> استفاده شد. تصویری از این سیستم در شکل ۴ نشان داده شده است [۱۰].



شکل ۴- سیستم میکروپیشراننده سوخت جامد دیجیتال در فضاپیما اسپینسات [۱۱]

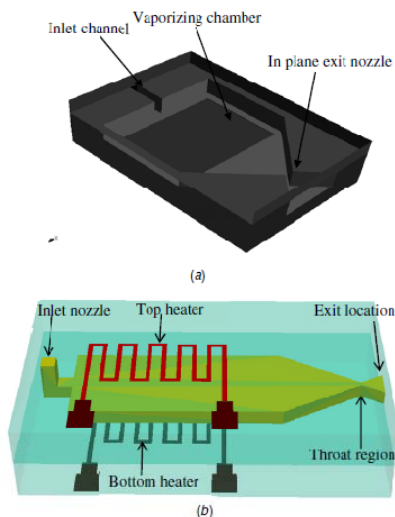
پیشراننده سوخت جامد دیجیتال یک سیستم بسیار فشرده و کم جرم است که طراحی ساده‌ای دارد و مبتنی بر فناوری MEMS می باشد. در این سیستم نیازی به سوپاپ‌های میکروماشین کاری یا سیستم‌های تغذیه پیچیده نمی باشد. فعال سازی رانشگرها نسبتاً ساده است. این سیستم برای فضاپیماهای

20. Al and Ammonium Perchlorate  
21. Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN)

17. Solid Propellant Microthrusters  
18. Digital Solid State Propulsion (DSSP)  
19. SPINSAT

بررسی و مقایسه میکروپیشران‌های مبتنی بر فناوری میکروالکترومکانیکی در ماهواره‌های کوچک

حرارت دهی به نحوی باشد تا هیچ سوخت مایعی از نازل خارج نشود. سیستم‌های جت مقاومتری بوتان به ویژه برای میکروماهواره‌ها مناسب هستند، چراکه به مخازن فشار بالا و شیرهای تنظیم نیاز ندارند. تصویر سه بعدی این میکرورانشرگر در شکل ۶ نشان داده شده است [۱۹].



شکل ۶- تصویر سه بعدی میکرورانشرگر مایع تبخیر شده (الف) بخش داخلی و (ب) رانشرگر تکمیل شده MEMS [۱۹]

این میکرورانشرگر از دو لایه سیلیکون تشکیل شده که با انواع اجزای الکترونیکی و مکانیکی مجتمع شده است. این اجزا برای ساخت میکرو رانشرگر مایع تبخیر شونده به هم متصل می‌شود. لایه بالایی از یک میکروکانال، یک محفظه تبخیر و یک نازل همگرا-واگرا تشکیل شده است که در تصویر ۶-الف نشان داده شده است. در یک سمت لایه بالایی، یک میکروگرم‌کن قرار گرفته است که به صورت عمودی به سمت پایین از میان حفره به میکرو کانال در سمت مخالف ویفر متصل می‌شود و به عنوان نازل ورودی برای جریان سوخت عمل می‌کند. لایه پایینی در شکل ۶-ب نشان داده شده است. سوخت مایع از سطح بالای میکرو رانشرگر مایع تبخیرشونده از طریق یک لوله انعطاف‌پذیر متصل به نازل ورودی وارد می‌شود و از میکروکانال درون محفظه عبور می‌کند. در ادامه، به عنوان سوخت به سمت نازل خروجی با یک گرادیان فشار حرکت می‌کند. یک فرآیند تغییر فاز با جذب گرما از گرم‌کن‌هایی که در بالا و پایین جاسازی شده‌اند، اتفاق می‌افتد. در نتیجه، فاز بخار از میان نازل خروجی خارج می‌شود. هندسه و جنس ماده المنت حرارتی از ویژگی‌های کلیدی در بهبود عملکرد سیستم می‌باشد زیرا در این قسمت است که بیشترین تبدیل انرژی وجود دارد و معمولاً یک فرآیند با راندمان پایین است. اکثر طراحی‌هایی که برای این سیستم انجام گرفته از سوخت آب به سبب ایمنی جابجایی و سهولت دستیابی به آن استفاده شده است. البته، آب

فناوری میکروپیشران‌های سوخت جامد عموماً برای قرار دادن در مدار یا کاهش مداری استفاده می‌شود. سیستم‌های پیشران‌های سوخت جامد ضربان‌های ویژه متوسط و نیروی رانش بالایی می‌توانند ایجاد کنند. از مزایای این میکروپیشران‌ها آن است که کم هزینه می‌باشند، به راحتی قابل حمل هستند و می‌توانند بدون این که تغییری در عملکرد آن‌ها ایجاد شود به مدت طولانی نگهداری شوند. این سیستم‌ها کوچک و متراکم هستند و برای فضایی‌های کوچک کاربرد دارند. این میکرورانشرگرها قابل احیا بوده و برای برنامه‌های فضایی‌های کوچک برخلاف سیستم‌های فضایی‌های بزرگ‌تر که شتاب زیادی فراهم می‌کنند، مناسب هستند. میکرورانشرگرهای سوخت جامد معمولاً در محدوده میلی نیوتن عمل کرده و سطح بلوغ فناوری در این سیستم ۸ می‌باشد [۱۳، ۱۵، ۱۶].

### میکروپیشران‌های جت مقاومتری

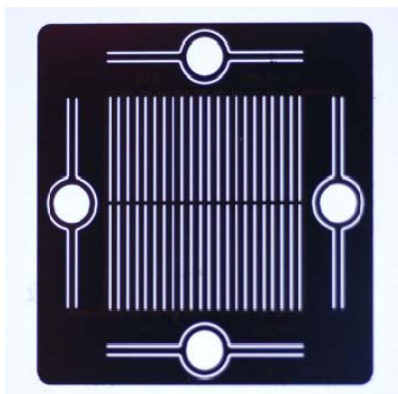
اصول کار میکروپیشران‌های جت مقاومتری<sup>۲۲</sup> بر مبنای گرم کردن سوخت گازی و سپس خارج کردن گاز با شتاب از میان یک نازل است. سوخت‌های گازی مورد استفاده شامل نیتروژن و بوتان می‌باشد. در برخی موارد از سوخت‌های مایع یا جامد همچون متانول و آب نیز استفاده می‌شود که با تغییر فاز همراه است. این تغییر فاز از طریق گرم کردن توسط یک مقاومت که در تماس با بخشی یا تمام سوخت است و تحت شرایط خاصی از دما و فشار انجام می‌شود تا فرآیند تبخیر یا تصعید اتفاق افتد. با توجه به نوع تغییر فاز درون دستگاه‌ها دو نوع میکروجت مقاومتری شناخته می‌شوند که به شرایط مختلف اعمال شده بستگی دارد. یک نوع آن میکرورانشرگر مایع تبخیر شونده<sup>۲۳</sup> و نوع دیگر، میکروجت مقاومتری فشار پایین<sup>۲۴</sup> است که به عنوان میکروجت بدون مولکول نیز شناخته می‌شود [۱۷، ۱۸].

میکرو رانشرگر مایع تبخیر شونده عموماً با استفاده از فناوری MEMS در تراشه‌های سیلیکون یا سرامیک تولید می‌شود. این سیستم از یک کانال ورودی برای تغذیه سوخت، یک محفظه‌ای که در آن سوخت با یک المنت حرارتی تبخیر می‌شود و یک نازل همگرا-واگرا برای شتاب گازها با سرعت‌های مافوق صوت تشکیل شده است. این سیستم پیشران‌ها در اندازه میکرو عمدتاً برای کنترل وضعیت میکروفضایی‌ها طراحی می‌شود. نیروی رانش در این سیستم‌ها، از طریق تبخیر سوخت مایعی مثل آب و خارج شدن بخارات از میان میکرونازل تولید می‌شود. در این سیستم پیشران‌های بایستی

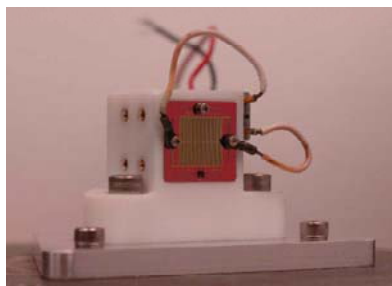
22. Resistojet Micropropulsion  
23. Vaporizing Liquid Microthruster (VLM)  
24. Low-pressure Micro-resistoje (LPM)



هندسه کانال‌ها یک نکته بسیار مهم است که در طراحی باید در نظر گرفته شود تا بهره‌وری انتقال حرارت به گاز خروجی و بهره‌وری کل میکروانشگر افزایش یابد. نوع مقاومت و روش تولید نیز برای اطمینان از تبدیل مطلوب انرژی الکتریکی به انرژی گرمایی اهمیت دارد. اگرچه مفهوم این نوع میکروپیشران‌ها به صورت عددی و تجربی مورد بررسی قرار گرفته است اما همچنان برخی از جوانب آن مانند انتخاب و ذخیره‌سازی سوخت نیاز به بررسی بیشتری دارد. به عنوان مثال، طراحی شیر کنترل و مخزن با توجه به سطح فشاری که در محفظه نیاز است، یک چالش محسوب می‌شود. مزیت جالب این نوع سیستم میکروپیشران‌ها، مقیاس‌پذیری طراحی است که می‌تواند با تغییر تعداد کانال‌ها در تراشه گرم‌کن گسترش یا کاهش یابد. هر کانال یک مقدار مشخصی از نیروی رانش را فراهم می‌کند و لذا نیروی رانش کل برای یک مأموریت خاص می‌تواند با انتخاب تعداد درست کانال‌ها تنظیم شود. سطح بلوغ فناوری در این نوع میکروپیشران‌ها ۳ می‌باشد [۱۸، ۲۰، ۲۱].



شکل ۷- تراشه میکروگرم‌کن (هیتِر) [۲۱]



شکل ۸- نمونه مونتاژ شده میکروجت مقاومتی کم فشار [۲۱]

### میکروانشگر الکترواسپری

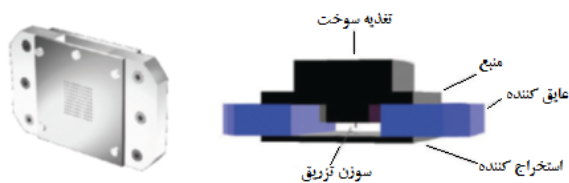
میکروپیشران‌های الکترواسپری<sup>۲۵</sup>، بر مبنای فرآیندی است که در آن ذرات از سطح مایع رسانای سوخت به شکل یک مخروط نوک تیز پراکنده می‌شوند. این موضوع زمانی اتفاق می‌افتد که

را می‌توان به عنوان سوخت مایع در شرایط دما و فشار مورد نظر برای ماهواره‌های مکعبی استفاده نمود. مهمترین مسئله در استفاده از آب به عنوان سوخت، گرمای بالای تبخیر آن است که مصرف انرژی بالایی را برای فعال کردن رانشگر نیاز دارد. با این حال، آب بهترین تغییر سرعت در واحد حجم سوخت و بهترین تکانه ویژه را در مقایسه با سایر مواد مناسب برای ماهواره‌های مکعبی داراست. زمانی که سیستم کوچک‌سازی می‌شود، فاصله‌ها کم می‌شود. بنابراین، عایق‌بندی حرارتی مناسب برای محدود کردن مصرف انرژی برای بخش گرمایی، ضروری می‌باشد. مطمئناً با یک طرح مبتنی بر MEMS، جرم رانشگر کم می‌شود. با این حال، برای اطمینان از عملکرد شیر کنترلی، از سوخت‌های مایع استفاده می‌شود که به دلیل عمل تبخیر سوخت، مقداری اتلاف انرژی خواهیم داشت. در گذشته، از سوخت‌های گازی در طراحی‌های MEMS استفاده می‌شد که به دلیل نشتی سوخت مشکلاتی را به وجود می‌آورد. مزیت استفاده از سوخت‌های مایع، امکان استفاده از یک مخزن سوخت کوچک‌تر با جرم کم‌تر در مقایسه با سیستم ذخیره سوخت گازی معادل است. همچنین، نگرانی‌های نشتی که اغلب با ذخیره سوخت‌های گازی تحت فشار مطرح است، به میزان قابل توجهی برای سوخت‌های مایع کم‌تر می‌شود و به طور بالقوه قابلیت اطمینان سیستم را افزایش می‌دهد. در حال حاضر، رانشگر مایع تبخیر شده از سوخت آب به دلایل ایمنی و سهولت کار در آزمون‌های آزمایشگاهی استفاده می‌شود. همچنین، آب قابلیت ذخیره‌سازی در چگالی‌های نسبتاً بالا را دارد. در واقع، هر سوخت مایعی که توسط مقادیر نسبتاً پایینی از انرژی تبخیر شود، می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. آمونیاک گزینه دیگری از سوخت است که حدود نیمی از حرارت مورد نیاز برای تبخیر آب را نیاز دارد که منجر به رانشگر کارآمدتری می‌شود. سطح بلوغ فناوری در این نوع از میکروانشگرها برابر با ۵ می‌باشد [۱۹].

نوع دیگر این میکروانشگر، میکروجت مقاومتی کم فشار است. میکروجت مقاومتی کم فشار در جریان انتقالی برنامه‌ریزی شده‌ای که به دلیل فشار کم، یعنی  $0.1 < Kn \leq 10$  ایجاد می‌شود، کار می‌کند. این سیستم، از یک بخش ورودی، یک محفظه آب‌بندی شده که در آن گاز با فشار کم معمولاً زیر Pa ۱۰۰۰ تزریق می‌شود و یک تراشه گرم‌کن با سوراخ‌ها یا میکروکانال‌هایی که از طریق آن گاز به فضا شتاب داده می‌شود، ایجاد شده‌اند. تراشه گرم‌کن معمولاً با فناوری MEMS تولید می‌شود که در شکل ۷ نشان داده شده است. گرم‌کن شامل یک مقاومت برای افزایش دمای کانال‌ها و در نتیجه افزایش انرژی ذرات در تماس با دیواره‌ها می‌باشد. نمونه مونتاژ شده میکروجت مقاومتی کم فشار در شکل ۸ نشان داده شده است. بنابراین،

بررسی و مقایسه میکروپیشرانهای مبتنی بر فناوری میکروالکترومکانیکی در ماهواره‌های کوچک

میکروپیشران یونی اثر میدان است. اما، سوخت آن مایع غیر فلزی مانند گلیسرول یا ایزوپروپیل الکل است. در این رانشگر، قطرات بسیار کوچک باردار شتاب می‌گیرند تا نیروی رانش تولید شود. ولتاژ کاری در این رانشگر نسبت به رانشگر یونی بالاتر و در نتیجه، دانسیته نیروی رانش نیز بیشتر است. البته، تکانه ویژه آن کوچک‌تر از میکروپیشران یونی اثر میدان و چندین برابر میکروپیشران الکتروترمال<sup>۲۸</sup> است. در شکل ۱۰، یک میکروپیشران کلئیدی نمایش داده شده است که توسط دانشگاه استنفورد<sup>۲۹</sup> به منظور حفظ مدار برای ماهواره طراحی شده است. این میکروپیشران می‌تواند برای کنترل موقعیت میکرو ماهواره‌ها استفاده شود و نیروی رانش چند هزار نیوتن و تکانه ویژه‌ای در حد ۱۰۰۰ ثانیه ایجاد کند. سطح بلوغ فناوری در این نوع از میکروپیشران بین ۳ تا ۴ می‌باشد [۲۶].



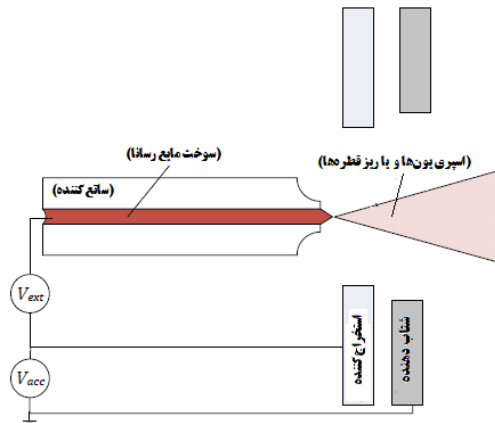
شکل ۱۰- رانشگر میکرو کلئیدی MEMS [۲۶]

یکی از چالش‌های اصلی در سیستم‌های میکروپیشران الکترواسپری MEMS، متوقف کردن ولتاژهای بالایی است که برای شتاب ذرات استفاده می‌شود. سیستم‌های مبتنی بر MEMS نسبت به سیستم‌های متداول به ولتاژهای کمتری برای تولید ذرات نیاز دارد، زیرا میدان الکتریکی مورد نیاز در فاصله کوتاه‌تری ایجاد می‌شود. درحالی‌که برای دستیابی به ضربان‌های ویژه خاص هنوز به ولتاژهای شتاب بالاتری نیاز است. چالش دیگری که بایستی برطرف شود مربوط به سازگاری مواد MEMS و سوخت مصرفی در این سیستم‌هاست [۲].

## مقایسه سیستم‌های میکروپیشران مبتنی بر MEMS

عملکرد سیستم‌های میکروپیشران مختلف بر حسب عواملی همچون، نیروی رانش، تکانه (ضربان) ویژه و توان مصرفی تعریف می‌شود. انتخاب نوع میکروپیشران بر مبنای عوامل عملکردی ذکر شده انجام می‌شود که به نوع مأموریت و اندازه فضاپیما بستگی دارد. فقط نیروی رانش ممکن است یک حد بیشینه داشته باشد که در فضاپیمای بسیار کوچک می‌تواند توسط سیستم کنترل وضعیت برای اطمینان از عملیات ایمن فضاپیما تنظیم شود. توان مصرفی برای ماهواره‌های کوچک

پتانسیل الکتریکی که به مایع یونی اعمال می‌شود از یک آستانه مشخص بالاتر رود. در این صورت سطح موئینه مایع تیز شده و به شکل مخروطی درآمده و ذرات از سر مخروط ساطع می‌شوند. ذرات خارج شده می‌توانند به شکل یون یا قطره یا هر دو باشند. شمایی از تولید یون در سیستم الکترواسپری در شکل ۹ نشان داده شده است [۲۲].



شکل ۹- شمایی از یک سیستم الکترواسپری [۲۳]

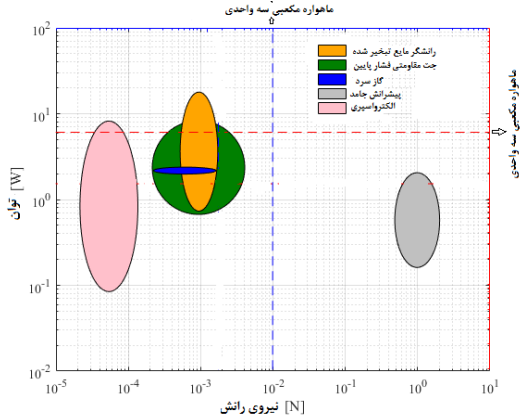
هر ساعت‌کننده براساس طرح و نوع سوخت مورد استفاده، نیروی رانشی در حد نانو تا میکرو نیوتن تولید می‌کند. تعداد ساعت‌کننده‌هایی که انتخاب می‌شوند به نوع ماهواره و مأموریت بستگی دارد که معمولاً هزاران ساعت‌کننده در رانشگر برای رسیدن به سطح رانش مورد نیاز استفاده می‌شوند. یک شبکه شتاب‌دهنده پس از استخراج‌کننده قرار می‌گیرد تا سرعت خروج ذرات یونی افزایش یابد. سوخت مصرفی در این سیستم، یک مایع یونی یا یک فلز مایع است. پیشران الکترواسپری MEMS به دو گروه میکروپیشران اثر میدان<sup>۲۶</sup> و میکروپیشران کلئیدی<sup>۲۷</sup> تقسیم می‌شود [۲۴، ۲۵].

در میکروپیشران اثر میدان مبتنی بر MEMS از فلز مایع با نقطه ذوب پایین مثل سزیم یا ایندیم به عنوان سوخت استفاده می‌شود. در این سیستم، چند لایه الکترود با فشارهای مختلف بالا، روی بستر سیلیکون ماشین‌کاری می‌شوند تا میدان الکتریکی قوی تشکیل دهند. فلز مایع یونیزه شده و اتم‌های فلزی با بار مثبت به خارج از میدان الکتریکی شتاب داده می‌شوند تا نیروی رانش تولید شود. از مزیت‌های این سیستم، مصرف توان پایین، تکانه ویژه بالا، نیروی رانش کوچک و دقیق و آسانی کنترل می‌باشد. با این حال، ولتاژ کاری آن نسبتاً بالا بوده و در این نوع میکروپیشران، اتم‌های سزیم روی سطوح دیگر بمباران می‌شوند و سزیم رسوب کرده باعث آلودگی می‌شود. اصول کار در میکروپیشران کلئیدی MEMS مشابه

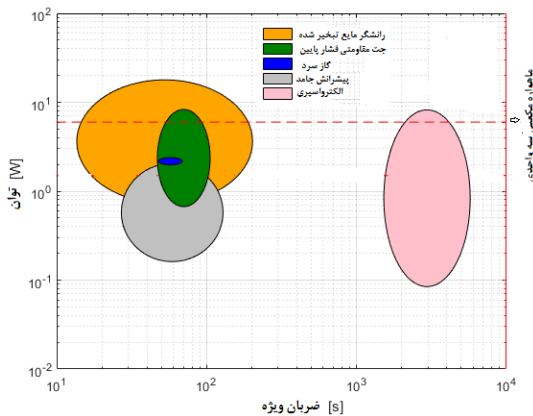
28. Electrothermal Microthruster  
29. Stanford University

26. Field Emission Electric Propulsion (FEEP)  
27. Colloid Microthruster

همان‌طور که در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ دیده می‌شود، میکروروانشگرهای سوخت جامد به توان کمی نیاز دارند چون فقط برای اشتعال، سوخت مصرف می‌شود. در جت‌های مقاومتی، به توان پیوسته‌ای برای اطمینان از تیخیر کامل سوخت نیاز است. از این‌رو، انرژی بیشتری مصرف می‌کنند [۲۹].



شکل ۱۲ - مقایسه توان و نیروی رانش انواع مختلف سیستم‌های میکروپیشران [۲۹]

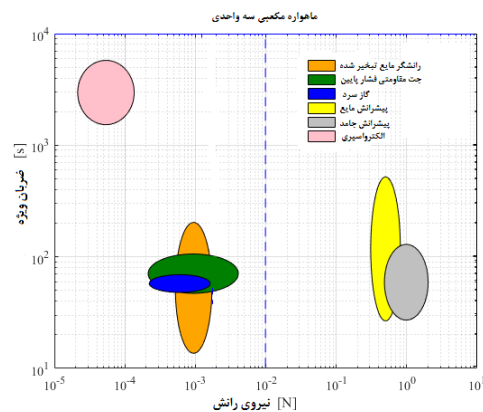


شکل ۱۳ - مقایسه توان و تکانه ویژه انواع مختلف سیستم‌های میکروپیشران [۲۹]

خط‌چین‌هایی که در نمودار شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ رسم شده، بیشترین نیروی رانش را برای ماهواره مکعبی سه واحدی نشان می‌دهد. اگر خط مرزی در میان بیضی قرار گیرد، این نوع میکروپیشران می‌تواند برای این نوع ماهواره مناسب باشد. اگر کل بیضی بالاتر از سطح حداکثر باشد، می‌توان نتیجه گرفت که فناوری فعلی اجازه نمی‌دهد که از این نوع میکروپیشران در این نوع ماهواره استفاده شود. بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت که از لحاظ توان، اکثر سیستم‌های میکروپیشران برای این نوع ماهواره مناسب هستند. اما اگر این آستانه را افزایش دهیم، می‌توان تمام سیستم‌های میکروپیشران را در نظر گرفت [۲۹]. یکی از جنبه‌های مهم در انتخاب یک سیستم میکروپیشران یا در مقایسه آن‌ها، پیچیدگی سیستم از نظر مشخصه‌های تجمع و

بسیار مهم است، زیرا محدودیت‌های شدیدی در توان قابل دسترس وجود دارد. این مسأله در میکروپیشران‌های الکتریکی مانند میکروروانشگرهای جت مقاومتی یا الکترواسپری اهمیت ویژه‌ای دارد. در میکروپیشران‌های دیگر مانند میکروپیشران سوخت مایع، توان مورد نیاز سیستم فقط برای کنترل قسمت‌های الکترونیکی استفاده می‌شود. با این وجود، توان متوسط مورد نیاز یک فضاپیما با توان مورد نیاز سیستم میکروپیشران فرق دارد. زیرا ممکن است میکروروانشگر به طور مداوم کار نکند که البته به سطح نیروی رانش بستگی دارد. در سیستم‌هایی که نیروی رانش پایین تولید می‌کنند، رانشگر باید برای مدت زمان بسیار طولانی کار کند تا بتواند همان تکانه کل را فراهم کند. در حالی که در سیستم‌هایی که سطح رانش آن‌ها بالاتر است، میکروروانشگر می‌تواند برای مدت زمان بسیار کوتاهی کار کند. بدین معنا که توان مورد نیاز فضاپیما نسبت به توان متوسطی که تولید می‌کند نزدیک یا بالاتر است [۲۸، ۲۷].

در شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ عملکرد میکروپیشران‌های مختلف بر مبنای عوامل مذکور (نیروی رانش، تکانه ویژه و توان) مقایسه شده است. در این شکل‌ها مشاهده می‌شود که میکروروانشگرهای سوخت جامد بالاترین نیروی رانش را تولید می‌کنند. از این‌رو، ممکن است برای آموریت‌های فضایی حذف زباله‌های فضایی یا مانورهای مداری سریع مورد توجه قرار گیرند، اما عدم کنترل روی عملکرد آن باعث شده که برای مانورهای دقیق کمتر مورد توجه قرار گیرند. در این شرایط، میکروپیشران مایع مناسب‌تر است، چون می‌توان جریان را با شیرهای کنترل دبی تنظیم نمود. البته، پیچیدگی این سیستم‌ها در مقایسه با میکروپیشران جامد بیشتر است. در بررسی تکانه ویژه، میکروروانشگرهای الکترواسپری بسیار خوب عمل می‌کنند که به دلیل سرعت بالای خروج ذرات سوخت می‌باشد. نیروی رانشی تولیدی توسط این موتورها نسبتاً کم است. از این‌رو، برای کنترل وضعیت یا برای عملیات طولانی مدت در انتقالات مداری در نظر گرفته می‌شوند [۲۹].



شکل ۱۱ - مقایسه تکانه ویژه و نیروی رانش انواع مختلف سیستم‌های میکروپیشران [۲۹]



چالش‌هایی وجود دارد که نیاز به تحقیقات وسیع‌تر در این زمینه احساس می‌شود. به عنوان مثال، در فناوری MEMS از بستر سیلیکونی استفاده می‌شود که با لایه‌هایی از اکسید سیلیکون و نیتريد سیلیکون یا برخی فلزات پوشیده می‌شود. سیلیکون یک هادی حرارتی بسیار خوب است و استفاده از پوشش فلزی این ویژگی را تشدید می‌کند. بنابراین، استفاده از آن در طراحی‌های حرارتی و الکتریکی، می‌تواند راندمان رانشگر را کاهش دهد. علاوه بر این، گرچه سیلیکون دارای استحکام مکانیکی بسیار بالایی است و نزدیک به فولاد ضد زنگ می‌باشد اما، شکننده بوده و فشار داخلی تجهیزات در مأموریت‌های مورد نظر، باید به دقت بررسی شود.

## مراجع

- [1] You, Z., "Space Microsystems and Micro/Nano Satellites," *Butterworth-Heinemann*, 2017.
- [2] Ketsdever, Andrew D., and Michael M. Micci, eds., *Micropropulsion for Small Spacecraft*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [3] Youngner, D. W. and et. al., "MEMS Mega-Pixel Micro-Thruster Arrays for Small Satellite Stationkeeping," *14<sup>th</sup> Annual AIAA. USU Conf. on Small Satellites*, Utah State University, 2000.
- [4] Rangsten, P. and et. al., "MEMS Micropropulsion Components for Small Spacecraft," *25<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah State University, 2011.
- [5] Available: [on line], [www.prismasatellites.se](http://www.prismasatellites.se).
- [6] Nanson, R.A., Navier/Stokes/Direct Simulation Monte Carlo Modeling of Small Cold Gas Thruster Nozzle and Plume Flows, (MSc. Thesis), *Worcester Polytechnic Institute*, 2002.
- [7] Cardin, J. and Acosta, J., "Design and Test of an Economical Cold Gas Propulsion System," 2000.
- [8] Spores, R.A., Masse, R., Kimbrel, S., "GPIM AF-M315E propulsion system," *51<sup>st</sup> AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, Orlando, FL*, 2015.
- [9] Miyakawa, N. and et. al., "MEMS-Based Microthruster With Integrated Platinum Thin Film Resistance Temperature Detector (RTD), Heater Meander and Thermal Insulation for Operation up to 1,000° C," *Microsystem technologies*, Vol. 18, No. 7-8, 2012, pp. 1077-1087.
- [10] Tummla, A.R. and Dutta, A., "An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends. Aerospace," *Aerospace*, Vol. 4, No. 4, 2017, pp. 58.
- [11] Nicholas, A. and et al., "SpinSat Mission Overview," *Naval Research Lab Washington DC*, 2013.
- [12] Larangot, B. and et. al., "Solid propellant micro rockets-towards a new type of power MEMS," *NanoTech, At the Edge of Revolution*. 2002, pp. 5756.
- [13] Tanaka, S. and et. al., "MEMS-based solid propellant rocket array thruster," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 151, 2003, pp. 47-51.
- [14] Tanaka, S. and et. al., "MEMS-Based Solid Propellant Rocket Array Thruster," *Journal of*

عملکرد است. در سیستم‌های پیشران‌های گاز، مایع، جامد و جت‌های مقاومتی از نازل استفاده می‌شود، در حالی که در بقیه سیستم‌ها از نازل استفاده نمی‌گردد. ویژگی‌های عملکردی که شامل تکانه ویژه و سرعت خروج سوخت است، در سیستم‌هایی که از نازل استفاده می‌شود، تابعی از هندسه نازل می‌باشد. از این‌رو، طراحی نازل در بهینه کردن عملکرد سیستم اهمیت دارد [۳۰].

## نتیجه‌گیری

فناوری‌های میکروپیشران‌های یک نقطه کلیدی در کوچک‌سازی ماهواره‌ها می‌باشد. تاکنون، تعدادی از سیستم‌های میکروپیشران‌ها بر مبنای فناوری MEMS طراحی شده‌اند که به صورت خلاصه در این مقاله ارائه شد. براساس تحقیقات انجام شده، سیستم‌های میکروپیشران‌های گازی در حال حاضر پیشرفته‌ترین سیستم‌های پیشران‌ها برای میکروماهواره‌ها می‌باشند. این سیستم‌ها، ساختاری ساده و قابل اطمینان دارند و در چندین ماهواره کوچک آزمایش و تأیید شده‌اند. البته، این رانشگرهای گازی نیاز به مخزن‌های سوخت حجیم و بزرگ دارند. تکانه ویژه آن‌ها پایین است که برای ماهواره‌های کوچک همچون ماهواره‌های مکعبی عیب محسوب می‌شود. با این حال، استفاده از این نوع میکروپیشران‌ها در ماهواره‌های کوچک امری اجتناب ناپذیر است.

سیستم‌های میکروپیشران‌های جامد و مایع بالاترین نیروی رانش را در میان تمام سیستم‌های میکروپیشران‌ها دارند و این مسأله، به علت گسترش سوخت‌های محترق شده (به ترتیب جامد و مایع) در نازل می‌باشد. از سوی دیگر، تکانه ویژه سیستم‌های رانشگرهای جامد و مایع نسبت به اکثر سیستم‌های میکروپیشران‌های الکتریکی پایین است. زیرا، سرعت خروج سوخت‌ها از میکرورانشگر پایین‌تر است. رانش تولید شده توسط سیستم‌های میکرورانشگر جامد بزرگ‌تر از سیستم‌های میکروپیشران‌های مایع است که عمدتاً، به دلیل دانسیته سوخت بیشتر در حجم مشابه است. سیستم‌های گاز سرد و جت‌های مقاومتی کمترین تکانه (ضربان) ویژه را در میان تمام سیستم‌های میکروپیشران‌ها دارند که به دلیل، فیزیکی عملیاتی ساده و بدون تغییرات شیمیایی آن‌ها می‌باشد و فقط گسترش سوخت را شامل می‌شود. در جت‌های مقاومتی، سوخت قبل از گسترش در نازل فوق‌العاده گرم می‌شود. از این‌رو، انرژی جنبشی اضافی به سوخت وارد شده که منجر به تکانه ویژه و رانش بالاتر نسبت به سیستم‌های گاز سرد می‌شود.

اگرچه تلاش‌های زیادی در توسعه سیستم‌های میکروپیشران‌های MEMS صورت گرفته است، اما هنوز

- Conference and Exhibit, American Institute of Aeronautics & Astronautics*, 2001.
- [23] Dandavino, S. and et. al., "Design and Fabrication of the Thruster Heads for the MicroThrust MEMS Electro Spray Propulsion System," *33<sup>rd</sup> International Electric Propulsion Conference*, 2013.
- [24] Krejci, D. and et. al., "Design and Characterization of a Scalable ion Electro Spray Propulsion System," *30<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, 34<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference and 6<sup>th</sup> Nano-satellite Symposium Hyogo-Kobe, Japan*, 2015.
- [25] Krejci, D., et. al., "Emission Characteristics of Passively Fed Electro Spray Microthrusters with Propellant Reservoirs," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 54, No. 2, 2017, pp. 447-458.
- [26] Luu, K., et al., "University Nanosatellite Distributed Satellite Capabilities to Support TechSat 21," *13<sup>th</sup> AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah State University, 1999.
- [27] Carroll, D. and et. al. "Propulsion Unit for CubeSats (PUC)," *Proceedings of the 62<sup>nd</sup> JANNAF Propulsion Meeting (7<sup>th</sup> Spacecraft Propulsion)*, Nashville, TN, USA., 2015.
- [28] Frost, C. and Agasid, E., "Small Spacecraft Technology State of the Art," *NASA Technical Report TP-2014-216648/REVI*, NASA Ames Research Center, 2014.
- [29] Silva, M.A., Guerrieri, C., Cervone, A. and Gill, E., "A Review of MEMS Micropropulsion Technologies for CubeSats and PocketQubes," *Acta Astronautica*, Elsevier, Vol. 143, 2017, pp. 234-243.
- [30] Holman, T.D. and Osborn, M., "Numerical Optimization of Micro-Nozzle Geometries for Low Reynolds Number Resistojets," *51<sup>st</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, FL*, 2015.
- Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 151, 2003, pp. 47-51.
- [15] Rudnyi, E. and et. al., "Solid Propellant Microthruster: Theory of Operation and Modelling Strategy," *NanoTech 2002, at the Edge of Revolution*, 2002, pp. 5755.
- [16] Zondervan, K. and et. al., "CubeSat solid rocket motor propulsion systems providing delta-Vs greater than 500 m/s," *28<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah State University, 2014.
- [17] Silva, M.A. and et. al., "Vaporizing Liquid Microthrusters with integrated heaters and temperature measurement," *Sensors and Actuators A: Physical*, Vol. 265, 2017, pp. 261-274.
- [18] Palmer, K., Nguyen, H., and Thornell, G., "Fabrication and Evaluation of a Free Molecule Micro-Resistojet with Thick Silicon Dioxide Insulation and Suspension," *Journal of Micromechanics and Microengineering*, Vol. 23, No. 6, 2013, pp. 065006.
- [19] Kundu, P., Bhattacharyya, T.K. and Das, S., "Design, Fabrication and Performance Evaluation of a Vaporizing Liquid Microthruster," *Journal of Micromechanics and Microengineering*, Vol. 22, No. 2, 2012, pp. 025016.
- [20] Lee, R., Lilly, T.C., Muntz, E.P., "Free Molecule Micro-Resistojet: Nanosatellite Propulsion," *41<sup>st</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, Arizona*, 2005.
- [21] Ahmed, Z., Gimelshein, S.F. and Ketsdever, A.D., "Numerical Analysis of Free-Molecule Microresistojet Performance," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 4, 2006, pp. 749-756.
- [22] Pranajaya, F. and Cappelli, M., "Development of a Colloid Micro-Thruster for Flight Demonstration on the Emerald Nanosatellite," *37<sup>th</sup> Joint Propulsion*